

Аэрокосмический научный журнал

Сетевое научное издание
МГТУ им. Н.Э. Баумана
<http://aerospjournal.ru>

Ссылка на статью:

// Аэрокосмический научный журнал.

МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2015.

№ 06. С. 49–66.

DOI: **10.7463/aersp.0615.0825096**

Представлена в редакцию: 04.10.2015

Исправлена: 18.10.2015

© МГТУ им. Н.Э. Баумана

УДК 623.463.3

Исследование движения оперативно- тактической ракеты (ОТР) с учётом различных ветровых нагрузок

Клишин А. Н.¹, Швыркина О. С.^{1,*}

[*bonjour15@mai.ru](mailto:bonjour15@mai.ru)

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Приводятся результаты влияния различных моделей Земли на параметры движения летательного аппарата. Основное внимание уделяется сферической модели Земли, учитывающей суточное вращение планеты и полярное сжатие гравитационного поля, определяется зависимость координат точек падения от географической широты. Помимо этого, рассмотрено влияние различных ветровых нагрузок на движение баллистической ракеты. Проанализированы зависимости параметров движения ракеты, а также координат точек падения от таких параметров ветра, как его скорость и высота, до которой действует ветровая нагрузка, определены сходства и различия влияния данных параметров ветра. Построены эллипсы рассеивания точек падения баллистической ракеты.

Ключевые слова: модель Земли, ветровая нагрузка, баллистическая ракета, точки падения

Введение

Выбор траектории летательного аппарата (ЛА), его динамических характеристик, а также решение всей совокупности задач баллистического и навигационного обеспечения в значительной степени зависят от физических условий полета. Характер и интенсивность взаимодействия с воздушной средой определяются такими ее параметрами, как состав, плотность, давление, температура, скорость распространения возмущений и т.п. Эти параметры атмосферы, прежде всего, являются зависимостью высоты над поверхностью Мирового океана. На них оказывают воздействие сезонные и суточные вариации, геофизические факторы и многое другое. Значительное влияние на распределение параметров атмосферы оказывает перемещение воздушных масс – ветры. Ветры, кроме того, приводят к отклонению истинного значения воздушной скорости полета от траекторной скорости. В совокупности все эти факторы обуславливают возмущенное движение ЛА, существенно отличающееся от номинального (опорного), определяемого для нормальных условий полета, т.е. условий, не учитывающих фактические отклонения физических условий полета от расчетных значений. Эти отклонения надо уметь учитывать при подготовке данных для

пуска ракет и определении текущего местоположения ЛА и решения иных баллистических и навигационных задач [1, 2].

Проблема определения фактических размеров и формы Земли до настоящего времени остается одной из важнейших в перечне факторов, определяющих формирование высокоточного навигационного полета баллистической ракеты (БР).

Земля совершает в пространстве сложное движение – годовое вращение вокруг Солнца и суточное вращение относительно своей оси; земная ось совершает нутационное и прецессионное движение. Однако в виду кратковременности полета БР считают, что движение Земли по орбите вокруг Солнца можно принять за прямолинейное равномерное поступательное движение: нутационные колебания Земли и ее прецессию не учитывают, так как эти движения характеризуются очень малыми угловыми скоростями. Учитывают только суточное вращение Земли, которое является практически равномерным: угловая скорость равна $\Omega=7.292 \cdot 10^{-5}$ 1/с [3].

В данной работе исследованы параметры точки падения одноступенчатой ракеты с учетом влияния различной ветровой нагрузки, а также характер движения в различных моделях Земли и гравитационного поля.

Модель распределения ветра представлена на рис. 1.

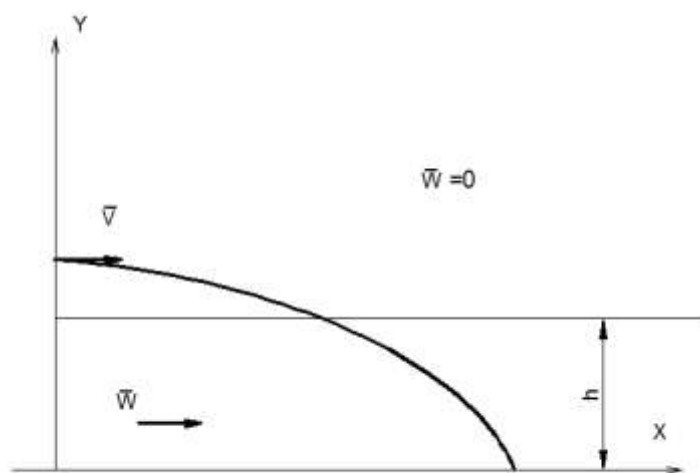


Рис. 1. Модель распределения ветра в плоскости XOY

В данной работе модель ветра характеризуем параметрами:

- Величина и направление скорости ветра V ;
- Верхняя граница действия ветра.

Реальная Земля имеет сложную форму и в зависимости от поставленной задачи выбирают ту или иную ее модель, которая обеспечивала бы необходимую точность и простоту. Для ЛА, дальность которых невелика (менее 10 км), удобней всего использовать плоскую модель Земли, так как учет всех сил незначительно влияет на характер его дви-

жения. Но для ракет, движущихся на расстояния 10-12 км, существенным становятся погрешности, связанные со сферичностью Земли.

В данной работе рассматриваем движение ракеты в различных моделях Земли:

- Плоская Земля с плоскопараллельным полем тяготения;
- Сферическая, невращающаяся Земля с плоскопараллельным полем тяготения;
- Сферическая, невращающаяся Земля с центральным полем тяготения;
- Сферическая, невращающаяся Земля с учетом полярного сжатия Земли;
- Сферическая Земля с учетом полярного сжатия и суточного вращения.

Для анализа была выбрана ракета типа «воздух-земля», аэродинамическими и массовыми характеристиками, аналогичными оперативно тактической ракете (ОТР) «Искандер-Э».

1. Математическая модель движения

Для плоской модели Земли расчет поступательного движения центра масс в данной статье проводится в стартовой системе координат, в остальных случаях - в геоцентрической земной системе координат [4]. Вращательное движение вокруг центра масс описывается в связанной системе координат (СК). На рис. 2 представлено положение ракеты в различных СК.

Для проведения вычислений необходимым является формирование математической модели пространственного движения ЛА и по ней создание программно-вычислительного комплекса.

Уравнения пространственного движения центра масс проецируем на оси выбранной системы координат (СК) OXYZ:

$$\frac{dV_x}{dt} = \frac{F_x}{m} + \frac{g_x}{m}, \quad (1)$$

$$\frac{dV_y}{dt} = \frac{F_y}{m} + \frac{g_y}{m}, \quad (2)$$

$$\frac{dV_z}{dt} = \frac{F_z}{m} + \frac{g_z}{m}, \quad (3)$$

При баллистических расчетах и при подготовке стрельбы обычно принимаются следующие допущения о характере движения атмосферы: не учитывают вертикальных составляющих ветра; предполагают, что изменение ветра по высоте остается неизменным в пределах всей рассматриваемой траектории, т.е. предполагается, что ветер не зависит от горизонтальных координат. При принятых допущениях оказывается наиболее удобным представлять вектор скорости ветра состоящим из двух составляющих: постоянной $W_0(y)$ и случайной $W_c(y)$:

$$W(y) = W_0(y) + W_c(y). \quad (4)$$

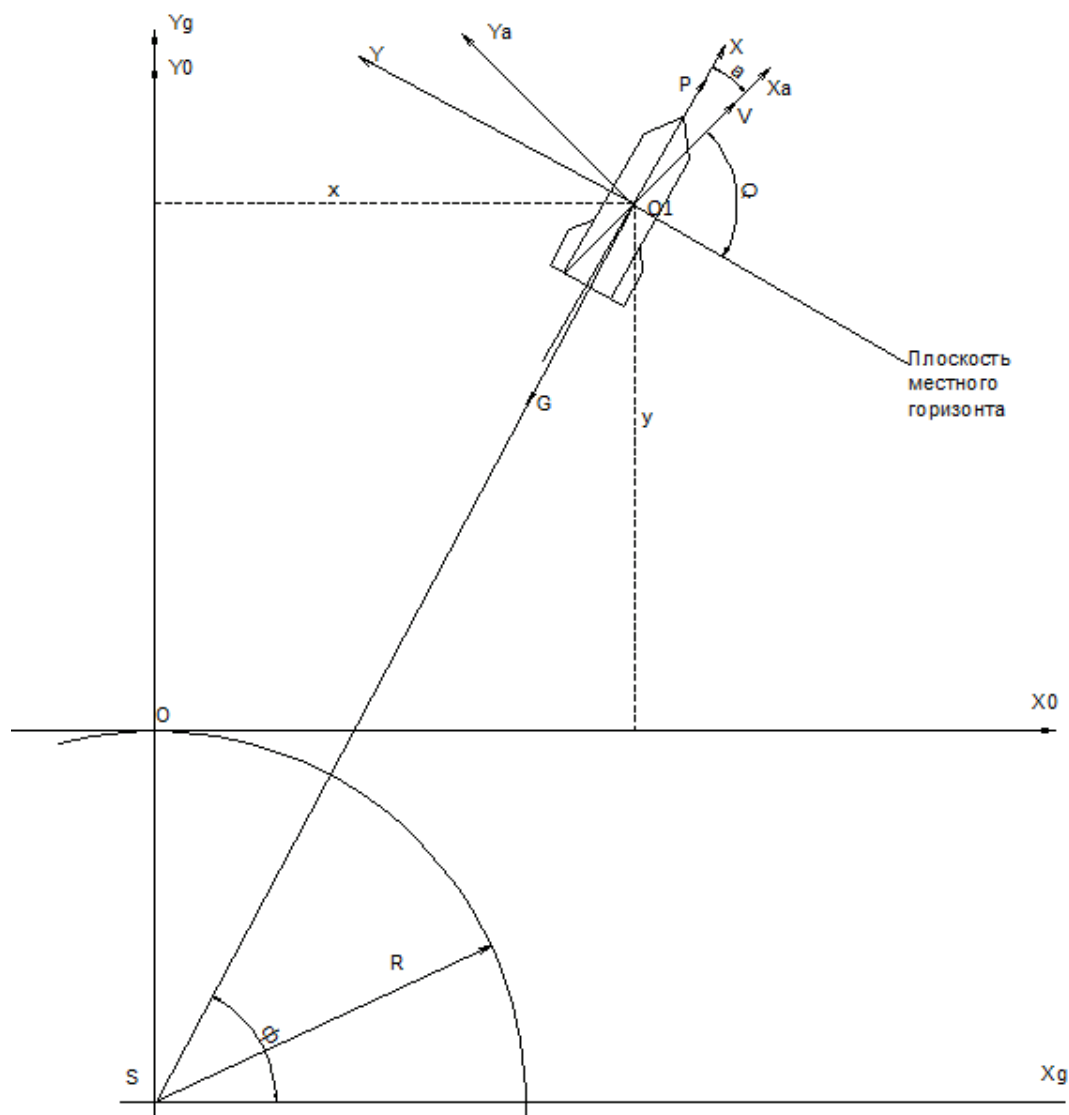


Рис. 2. Ракета в геоцентрической (SXgYgZg), стартовой (OX0Y0Z0), траекторной (O1XaYaZa) и связанной (O1XYZ) системах координат

Постоянная составляющая соответствует математическому ожиданию ветра на высоте y и характеризует сплошное равномерное перемещение масс воздуха. Случайная составляющая характеризует изменение ветра от выстрела к выстрелу на высоту y . При проведении расчетов вектор скорости ветра раскладывают по направлению стрельбы (так называемый продольный ветер) и по нормали к нему (боковой ветер) [6, 7].

В проекциях на оси нормальной СК

$$V_{x_g} = V_{kx_g} - W_{x_g}, \quad (5)$$

$$V_{y_g} = V_{ky_g} - W_{y_g}, \quad (6)$$

$$V_{z_g} = V_{kz_g} - W_{z_g}, \quad (7)$$

Проекции скорости изменения координат положения ЛА

$$\frac{dx}{dt} = V_{x_g}, \quad (8)$$

$$\frac{dy}{dt} = V_{yg}, \quad (9)$$

$$\frac{dz}{dt} = V_{zg}, \quad (10)$$

где

V_x, V_y, V_z – проекции скорости ЛА на оси стартовой СК;

F_x, F_y, F_z – проекции аэродинамических сил на оси стартовой СК;

G – проекции силы тяжести на оси стартовой СК;

x, y, z – проекции радиус-вектора, соединяющего начало координат с ЛА, на оси нормальной земной СК.

При этом аэродинамические силы в связанной системе координат выражены следующим образом:

$X = C_x q S_m$ – продольная сила,

$Y = C_y q S_m$ – нормальная сила,

$Z = C_z q S_m$ – поперечная сила,

где

q – набегающий поток;

S_m – характерная площадь;

C_x, C_y, C_z – полные аэродинамические коэффициенты ЛА.

Уравнения вращательного движения ЛА относительно его центра масс записываем на оси связанной системы координат OXYZ:

$$I_x \frac{d\omega_x}{dt} = \sum M_x + (I_y - I_z) \omega_y \omega_z, \quad (11)$$

$$I_y \frac{d\omega_y}{dt} = \sum M_y + (I_z - I_x) \omega_x \omega_z, \quad (12)$$

$$I_z \frac{d\omega_z}{dt} = \sum M_z + (I_x - I_y) \omega_x \omega_y, \quad (13)$$

где I_x, I_y, I_z – осевые моменты инерции ЛА;

M_x, M_y, M_z – проекции моментов крена, рысканья и тангажа соответственно на оси связанной СК, которые выражаются:

$$M_x = \left(m_{vp} + \frac{m_{wx}^x \omega_x}{V} d \right) q S_m d, \quad (14)$$

$$M_y = \left(m_z^\beta \beta + \frac{m_w^y \omega_y}{V} d \right) q S_m l, \quad (15)$$

$$M_z = \left(m_z^\alpha \beta + \frac{m_w^z \omega_z}{V} d \right) q S_m l, \quad (16)$$

В качестве кинематических соотношений, связывающих угловые скорости и углы, используем параметры Родрига-Гамильтона, которые подчиняются условию связи вида

$$\rho^2 + \lambda^2 + \mu^2 + \nu^2 = 1, \quad (17)$$

определяемому свойством нормированности кватерниона вращения.

Значения параметров в начальный момент времени определяются:

$$\rho = \cos\left(\frac{\Psi}{2}\right) \cos\left(\frac{\Theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\gamma}{2}\right) - \sin\left(\frac{\Psi}{2}\right) \sin\left(\frac{\Theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\gamma}{2}\right), \quad (18)$$

$$\lambda = \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \cos\left(\frac{\vartheta}{2}\right) \sin\left(\frac{\gamma}{2}\right) + \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) \cos\left(\frac{\vartheta}{2}\right) \sin\left(\frac{\gamma}{2}\right), \quad (19)$$

$$\mu = \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \cos\left(\frac{\vartheta}{2}\right) \cos\left(\frac{\gamma}{2}\right) + \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) \sin\left(\frac{\vartheta}{2}\right) \sin\left(\frac{\gamma}{2}\right), \quad (20)$$

$$\nu = \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) \sin\left(\frac{\vartheta}{2}\right) \cos\left(\frac{\gamma}{2}\right) - \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \cos\left(\frac{\vartheta}{2}\right) \sin\left(\frac{\gamma}{2}\right), \quad (21)$$

где ϑ, ψ, γ – углы тангажа, рысканья и крена соответственно;

ρ, λ, μ, ν – параметры Родрига-Гамильтона.

Текущие значения углов определяются следующим образом:

$$\vartheta = \arcsin 2(\rho\nu + \lambda\mu), \quad (22)$$

$$\gamma = \arctan\left(\frac{2\rho\lambda - 2\nu\mu}{\rho^2 + \mu^2 - \nu^2 - \lambda^2}\right), \quad (23)$$

$$\psi = \arctan\left(\frac{2\rho\mu - 2\nu\lambda}{\rho^2 + \lambda^2 - \mu^2 - \nu^2}\right), \quad (24)$$

при этом

$$\frac{d\rho}{dt} = -\frac{\omega_x\lambda + \omega_y\mu + \omega_z\nu}{2}, \quad (25)$$

$$\frac{d\lambda}{dt} = \frac{\omega_x\rho - \omega_y\nu + \omega_z\mu}{2}, \quad (26)$$

$$\frac{d\mu}{dt} = \frac{\omega_x\nu + \omega_y\rho - \omega_z\lambda}{2}, \quad (27)$$

$$\frac{d\nu}{dt} = \frac{-\omega_x\mu + \omega_y\lambda + \omega_z\rho}{2}, \quad (28)$$

Для определения углов атаки и скольжения используем следующие формулы:

$$\alpha = -\arctg\left(\frac{V_y}{V_x}\right), \quad (29)$$

$$\beta = -\arcsin\left(\frac{V_z}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2}}\right), \quad (30)$$

$$\alpha_p = \sqrt{\alpha^2 + \beta^2}, \quad (31)$$

где

V – модуль вектора скорости на оси связанной СК;

α_p – пространственный угол атаки.

Для нахождения углов наклона траектории и угла пути применяем выражения:

$$\theta = \arcsin\left(\frac{V_y}{V}\right), \quad (32)$$

$$\psi = -\arctg\left(\frac{V_z}{V_x}\right). \quad (33)$$

В модели движения, учитывающей суточное вращение Земли, возникают два ускорения: переносное и кориолисово. Переносное ускорение складывается с силой притяжения в общую силу. Относительное движение ракеты по отношению к Земле учитывает только кориолисовое ускорение, представляющее собой векторное произведение вектора скорости ракеты и вектора угловой скорости Земли.

Вектор переносного (центростремительного) ускорения направлен от центра масс ракеты к оси вращения Земли по кратчайшему расстоянию. В проекциях на оси нормальной СК:

$$a_{\text{пер}x} = -x\Omega^2, \quad (34)$$

$$a_{\text{пер}y} = 0, \quad (35)$$

$$a_{\text{пер}z} = -z\Omega^2, \quad (36)$$

Кориолисово ускорение определяется по формуле:

$$a_{\text{кор}} = 2V\Omega \sin(V\Omega). \quad (37)$$

Вектор кориолисова ускорения перпендикулярен плоскости, определяемой векторами Ω и V . Направление $a_{\text{кор}}$ в соответствии с правилами векторной алгебры берется таким, чтобы вектора $a_{\text{кор}}$, Ω и V составили правую тройку ортов.

Используя правила определения направления $a_{\text{кор}}$ получим:

$$a_{\text{кор}x} = 2\Omega V_z, \quad (38)$$

$$a_{\text{кор}y} = 0, \quad (39)$$

$$a_{\text{кор}z} = -2\Omega V_x, \quad (40)$$

При решении задач, связанных с движением ЛА различных целевых назначений, выбирают такую модель Земли, которая обеспечивает учет силы притяжения Земли с заданной точностью. Так, например, модель гравитационного поля с учетом второй гармоники (поперечность сжатия Земли) обеспечивает требуемую точность решения движения ИСЗ. Учет третьей гармоники (квадрат сжатия Земли) необходим для повышения точности решения задачи движения ИСЗ на больших интервалах времени. Она находит наиболее широкое применение в навигационно-баллистическом обеспечении ракет. Для баллистических ракет обычно используют модель поля с учетом только второй гармоники, пренебрегая остальными. В результате, учитывая только полярное сжатие, значение ускорения сил притяжения при перемещении от экватору к полюсу по абсолютной величине уменьшается. На широте $=35.5^\circ$ гравитационное ускорение равно среднему без учета гармоник [3].

Используя известные значения геоцентрической широты $\varphi_{\text{гц}}$ и радиуса вектора r , определяем значения гравитационного ускорения, направленные по радиусу вектору g_r и угловой скорости вращения Земли g_Ω . В данные проекции входит и переносное ускорение.

Для плоскопараллельного гравитационного поля Земли:

$$g_r = g, \quad (41)$$

$$g_\Omega = 0. \quad (42)$$

Для сферического гравитационного поля Земли:

$$g_r = -\frac{\pi_0}{r^2}, \quad (43)$$

$$g_\Omega = 0. \quad (44)$$

При учете полярного сжатия Земли:

$$g_r = -\frac{\pi_0}{r^2} + \frac{\pi_2}{r^4} \frac{3}{2} (3\sin^2\varphi_{\text{гц}} - 1) + \Omega^2 r, \quad (45)$$

$$g_{\Omega} = 3 \frac{\pi_2}{r^4} \sin \varphi_{\Gamma\Omega} + \Omega^2 r \sin \varphi_{\Gamma\Omega}. \quad (46)$$

Вектор ускорения силы тяжести отвечает зависимости $g = g_r r^0 + g_{\Omega} \Omega^0$;

И в проекциях на геоцентрическую земную СК:

$$g_x = -\frac{g_r X_0}{r}, \quad (47)$$

$$g_y = -g_{\Omega} - \frac{g_r Y_0}{r}, \quad (48)$$

$$g_z = -g_{\Omega} \sin A \cos B - \frac{g_r Z_0}{r}, \quad (49)$$

где

$\pi_0 = 3.9858 * 10^{14} \frac{m^5}{c^2}$ – геоцентрическая гравитационная постоянная;

$\pi_2 = -1.77 * 10^{25} \frac{m^5}{c^2}$ – учитывает поперечность сжатия Земли;

X_0, Y_0, Z_0 – координаты ракеты в нормальной Земной СК;

$r = \sqrt{X_0^2 + Y_0^2 + Z_0^2}$ – радиус-вектор ракеты, проведенный из центра Земли.

2. Проведение расчётов

На основе вышеизложенной модели в программной среде C++ был разработан вычислительный комплекс. В качестве метода интегрирования выбран метод Рунге-Кутты 4-го порядка.

За опорную траекторию примем пассивное неуправляемое движение без ветровой нагрузки. Движение начинается с высоты 10 км и под углом наклона траектории -40° . При этом отсутствует отклонение в плоскости XOZ, траектория движения в плоскости XOY представлена на рис 3.

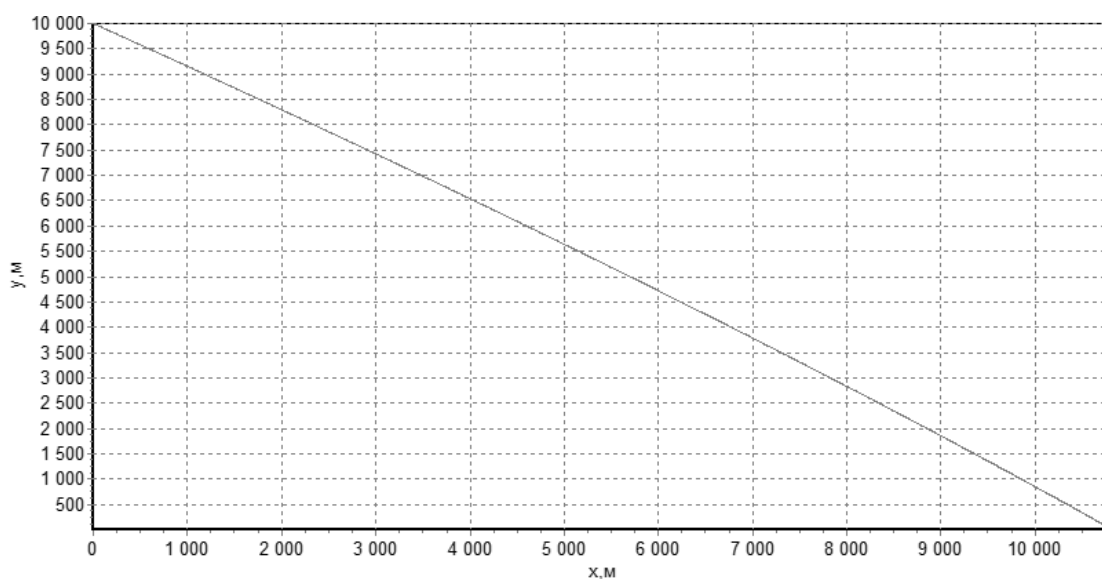


Рис. 3. Траектория движения ракеты в плоскости XOY для плоской модели Земли

Скорость ракеты с течением времени уменьшается, характер изменения изображен на рис 4.

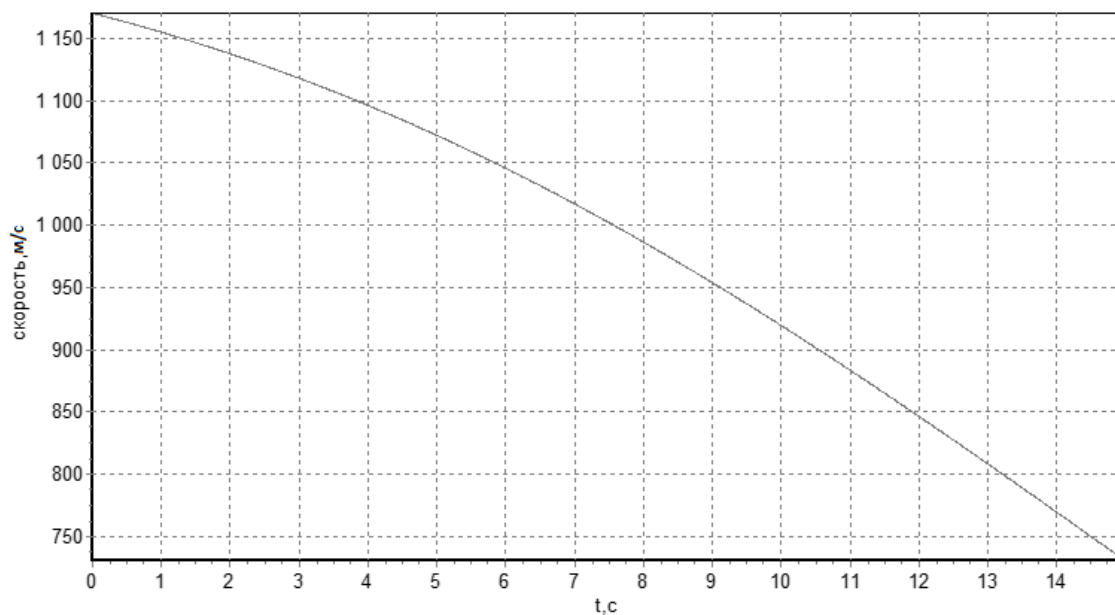


Рис. 4. Изменение скорости ракеты от времени для плоской модели Земли

Ракета совершает колебательное движение около устойчивого положения. Данное движение характеризуется двумя углами: атаки и скольжения. Если амплитуда колебаний углов превысит 30° , то колебания начнут увеличиваться и БР потеряет устойчивость. Как видно на рис. 5, колебания ракеты с течением времени уменьшаются:

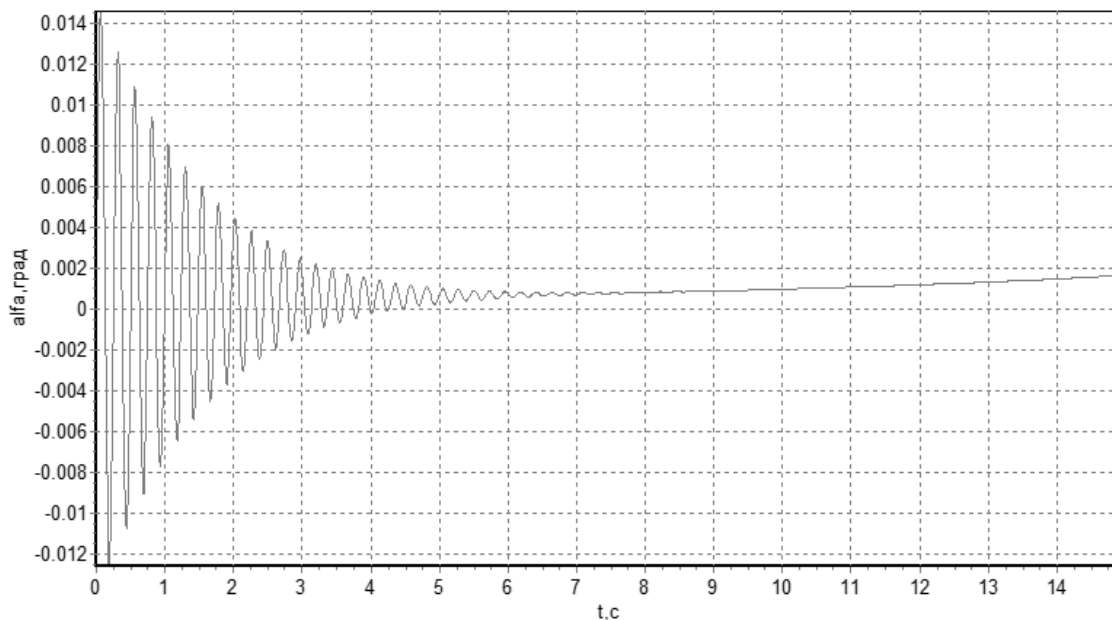


Рис. 5. Изменение угла атаки ракеты от времени для плоской модели Земли

Рассмотрим различное воздействие ветровой нагрузки на ракету.

Напоминаем, что модель ветра характеризуем высотой, до которой действует ветер и величиной скорости ветра, а также, что ракета снижается с высоты 10км. Поэтому можно наблюдать резкое увеличение колебаний угла атаки и скольжения при вхождении ракеты в область действия ветра. На рис. 6 и рис. 7 приведен пример изменения угла атаки и скольжения от времени при высоте модели ветра $h=1000\text{м}$ и основной составляющей ветра $V=25\text{м/с}$ соответственно:

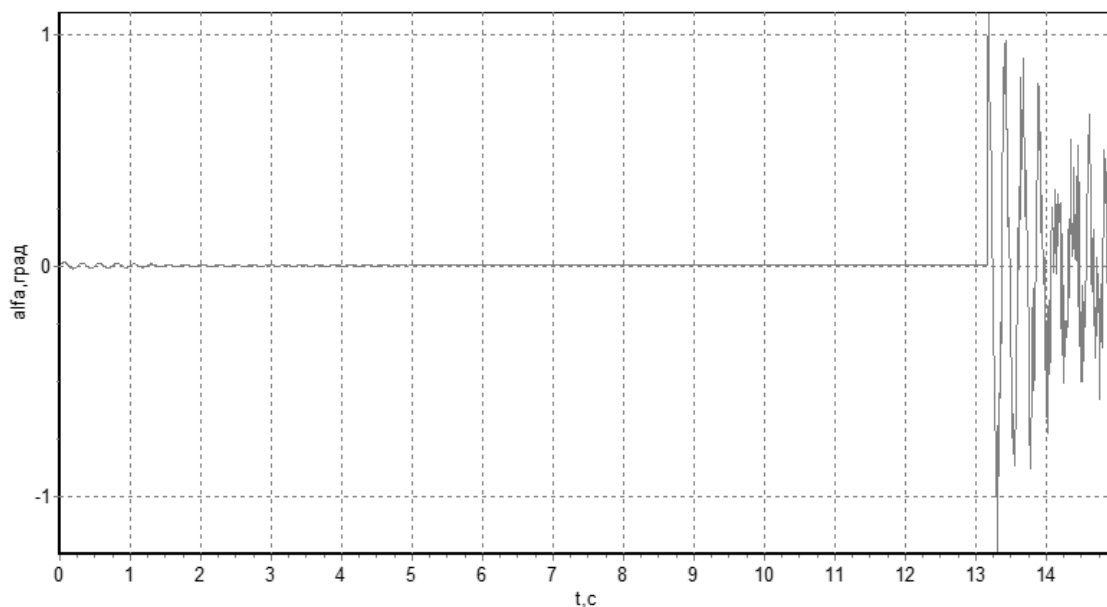


Рис. 6. Изменение угла атаки ракеты от времени для плоской модели Земли при высоте модели ветра $h=1000\text{м}$ и основной составляющей попутного ветра $V=25\text{м/с}$

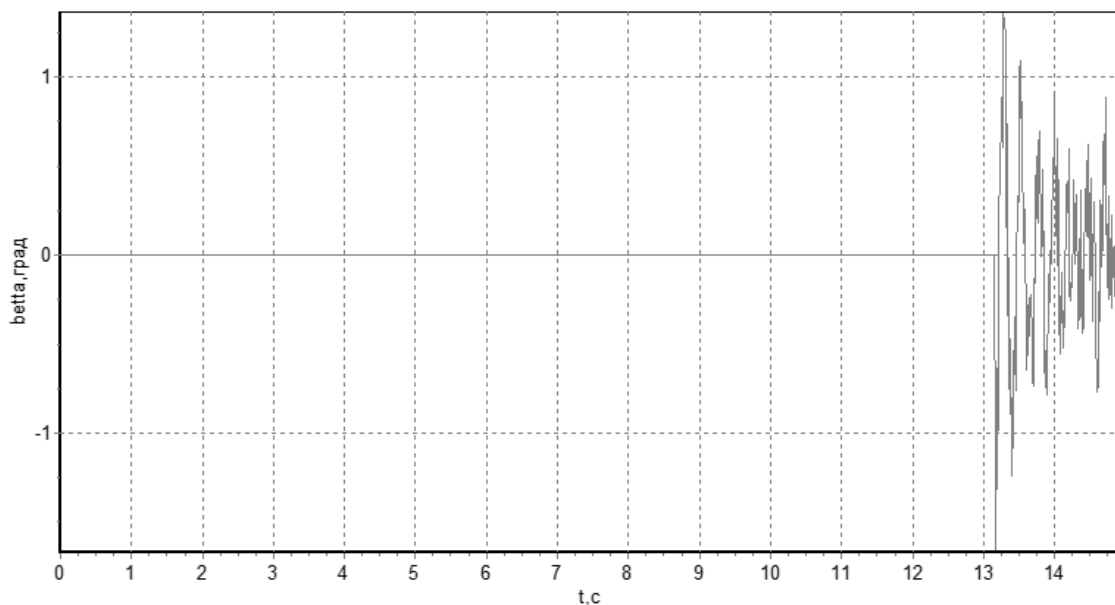


Рис. 7. Изменение угла скольжения ракеты от времени для плоской модели Земли при высоте модели ветра $h=1000\text{м}$ и основной составляющей бокового ветра $V=25\text{м/с}$

Принимая постоянной высоту модели ветра, рассмотрим воздействие ветровой нагрузки на точку падения ракеты в зависимости от величины и направления действия ветра.

Эллипс рассеивания точек падения в зависимости от величины ветра при высоте модели ветра $h=1000\text{м}$ представлен на рис. 8.

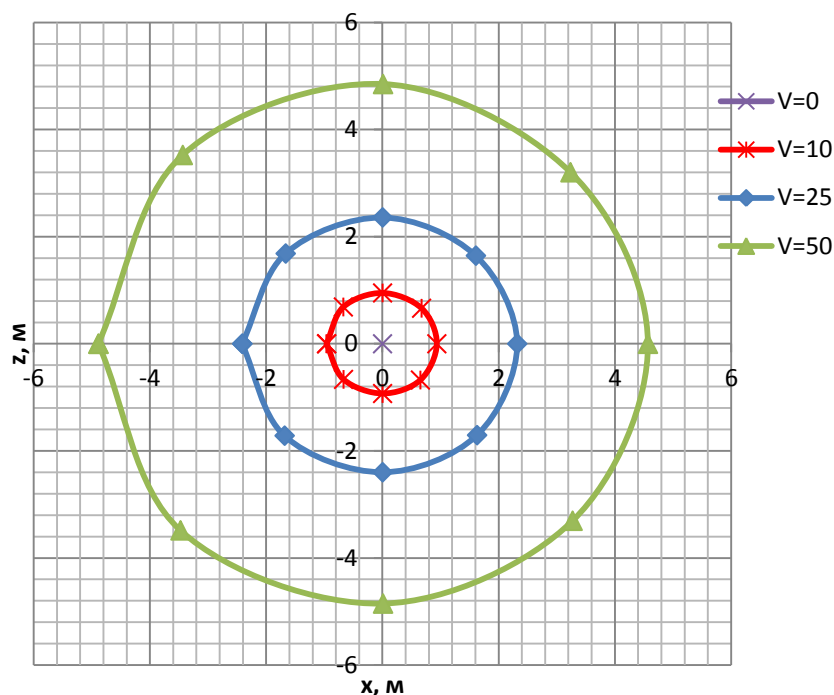


Рис. 8. Эллипс рассеивания точек падения ракеты в зависимости от величины скорости ветра при высоте модели ветра $h=1000\text{м}$ для плоской модели Земли

На рис. 9 и рис.10 представлены зависимости отклонения точек падения ракеты от величины скорости ветра при высоте модели ветра $h=1000\text{м}$ для плоской модели Земли по оси OX и OZ соответственно:

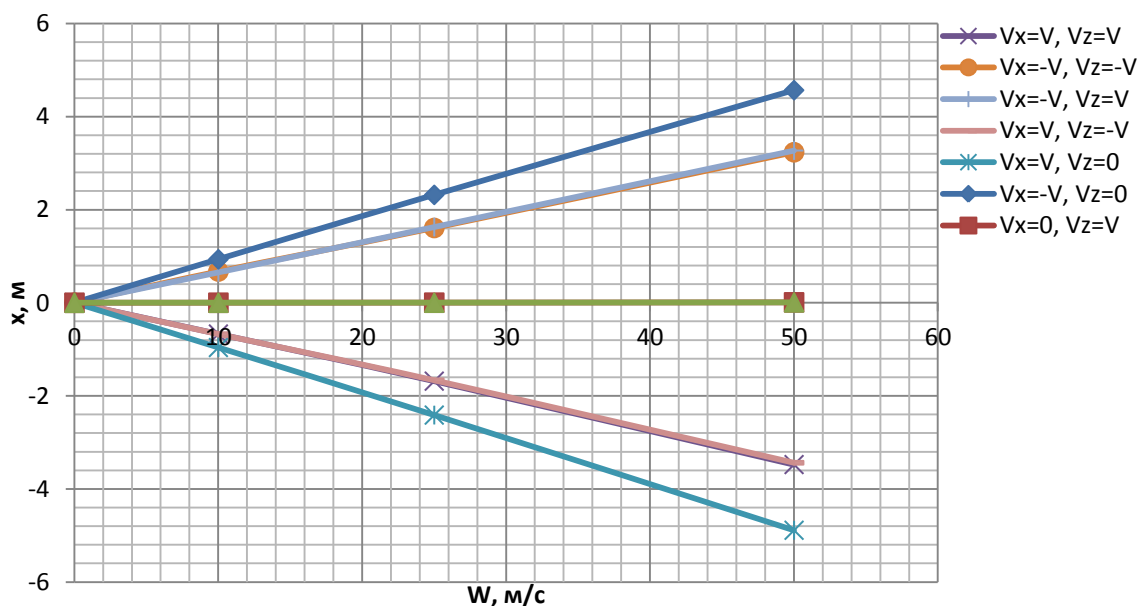


Рис. 9. Зависимость отклонения точек падения ракеты от величины скорости ветра при высоте модели ветра $h=1000\text{м}$ для плоской модели Земли по оси OX

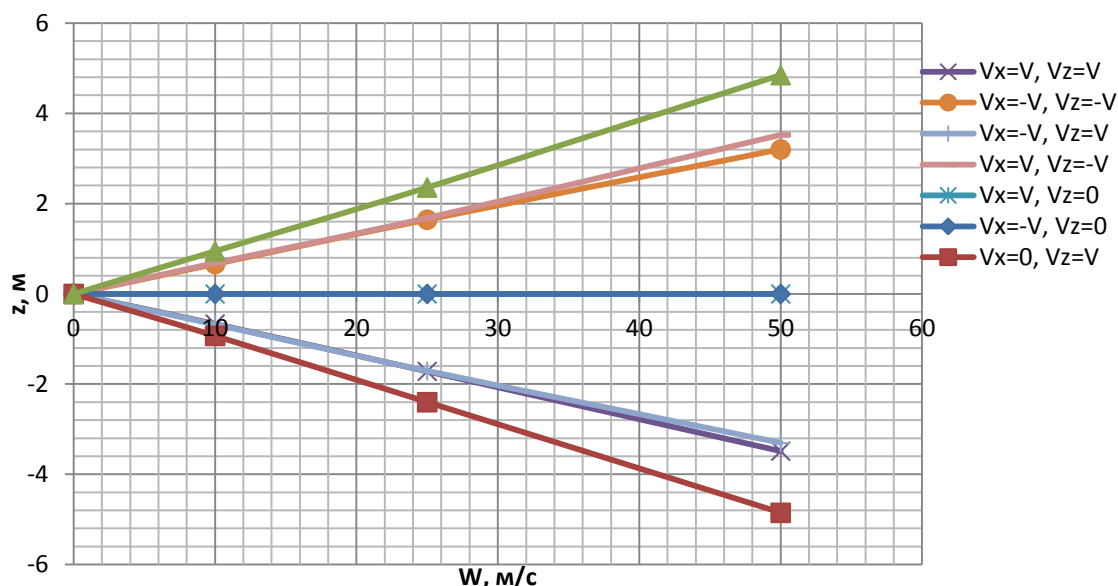


Рис. 10. Зависимость отклонения точек падения ракеты от величины скорости ветра при высоте модели ветра $h=1000\text{ м}$ для плоской модели Земли по оси OZ

В результате видно, что увеличение постоянной составляющей ветра приводит к отклонению точки падения от номинальной по линейной зависимости. При этом максимальные отклонения по оси OX возникает только при продольном ветре, а по оси OZ – только при боковом. Из рис. 9 можно сделать вывод, что боковой ветер не влияет на движение БР в продольном направлении, так как при одинаковых значениях основной составляющей продольного ветра, и одинаковых по величине, но противоположных по направлению боковом ветре точки падения совпадают. А из рис. 10 видно, что данная аналогия соблюдается при небольших значениях ветра (20-25 м/с), дальнейшее увеличение величины ветра, приводит к тому, что продольная составляющая ветра начинает влиять на боковое отклонение ракеты.

Теперь рассмотрим случай, когда ветер действует не на всем участке движения, а только начиная с какой-то определенной высоты. Напомним, что ракета снижается с высоты 10 км. Тогда эллипс рассеивания точек падения для фиксированного по модулю значения ветра в зависимости от высоты действия ветра представлен на рис. 11.

Сравнивая эллипсы рассеивания точек падения от величины высоты ветра и от величины скорости ветра (рис. 11 и рис. 8), можно увидеть, что увеличение основной составляющей ветра на 10 м/с приводит к такому же увеличению эллипса рассеивания, что и увеличение величины высоты ветра на 500 метров.

Зависимость отклонения точек падения ракеты от величины высоты ветра при основной составляющей скорости ветра $V=10\text{ м/с}$ по оси OX и OZ изображены на рис. 12 и рис. 13 соответственно:

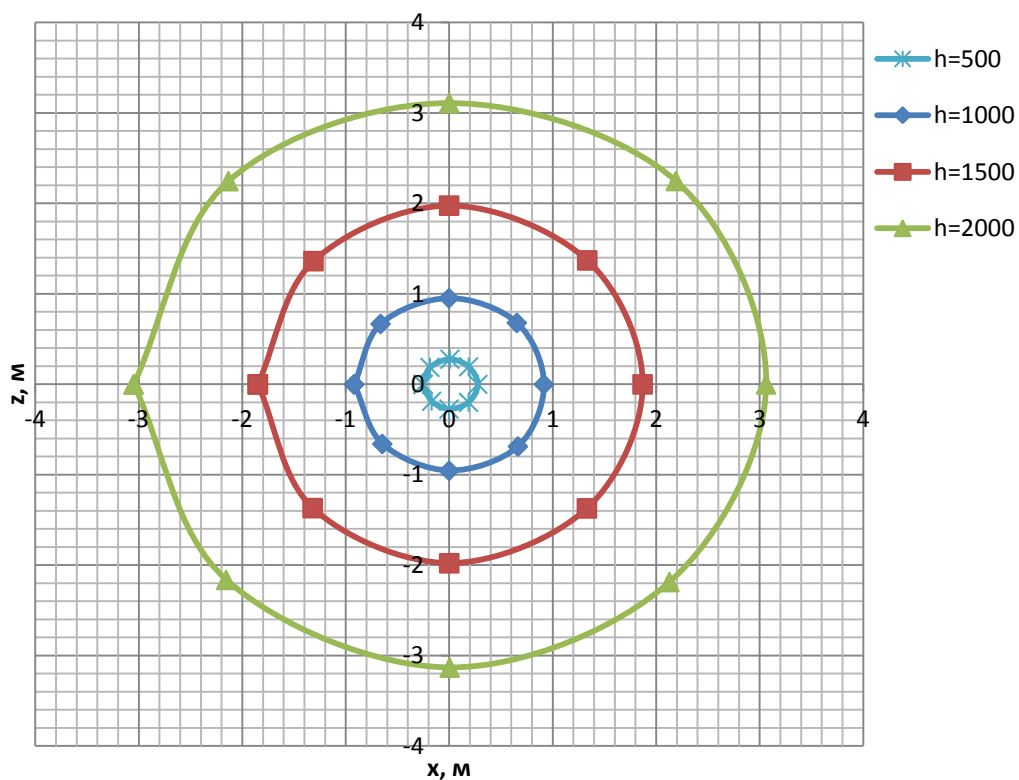


Рис. 11. Эллипс рассеивания точек падения ракеты в зависимости от величины высоты ветра при основной составляющей скорости ветра $W=10\text{ м/с}$

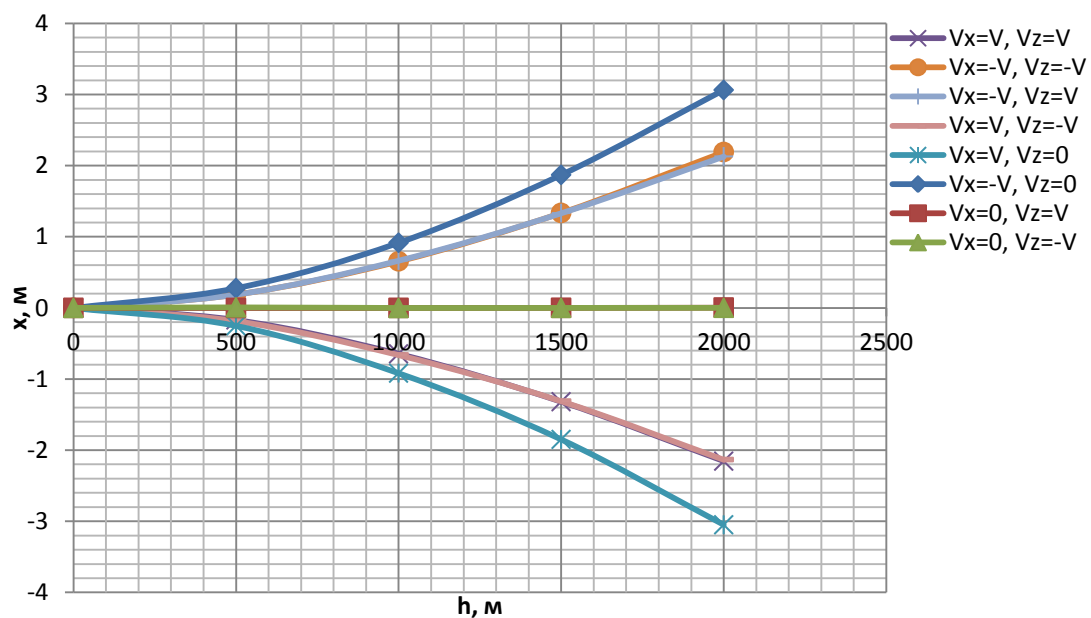


Рис. 12. Зависимость отклонения точек падения ракеты от величины высоты ветра при основной составляющей скорости ветра $V=10\text{ м/с}$ по оси OX

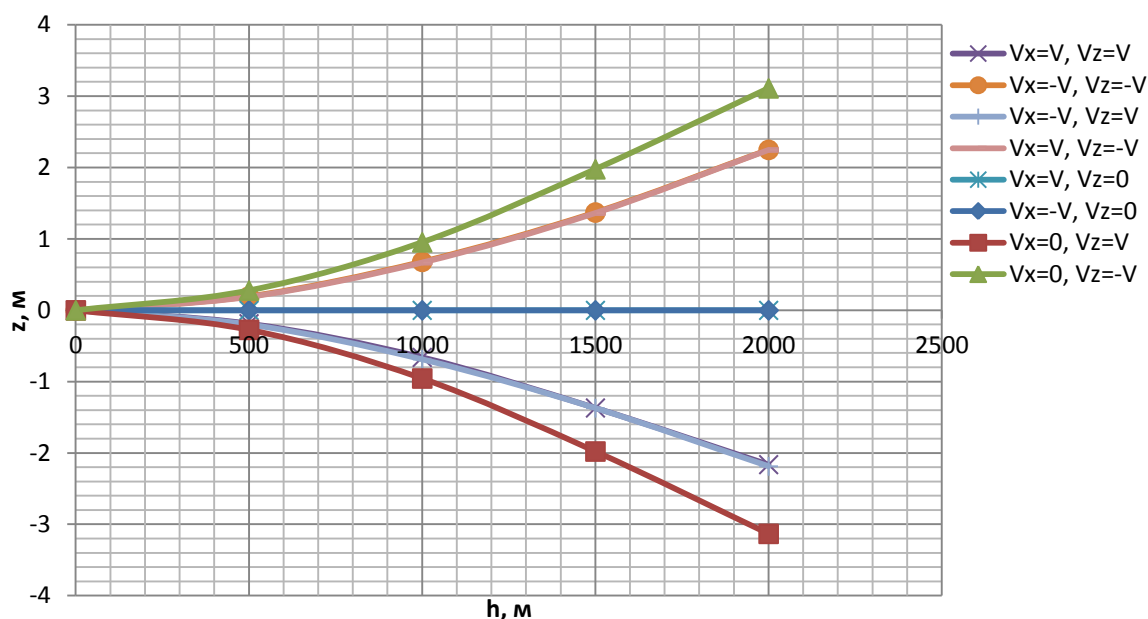


Рис. 13. Зависимость отклонения точек падения ракеты от величины высоты ветра при основной составляющей скорости ветра $W=10$ м/спо оси OZ

В отличие от увеличения постоянной составляющей ветра при постоянной высоте ветра, увеличение высоты ветра при постоянной его скорости приводит к отклонению точки падения от номинального по нелинейной зависимости. Также максимальные отклонения по оси OX возникает при только продольном ветре, а по оси OZ – только при боковом. В отличие от предыдущего случая, увеличение величины высоты ветра не приводит к влиянию продольного ветра на боковое отклонения.

Теперь рассмотрим влияние различных моделей Земли и гравитационного поля на движение БР при безветрии.

Для следующих моделей Земли и гравитационного поля были посчитаны точки падения БР в стартовой СК в зависимости от широты и результаты представлены на рис. 14 и рис. 15:

- Плоская Земля с плоскопараллельным полем тяготения;
- Сферическая, невращающаяся Земля с плоскопараллельным полем тяготения;
- Сферическая, невращающаяся Земля с центральным полем тяготения;
- Сферическая, невращающаяся Земля с учетом полярного сжатия Земли;
- Сферическая Земля с учетом полярного сжатия и суточного вращения.

Переход от плоской модели Земли к сферической приводит к увеличению дальности полета БР (≈ 9 м), однако изменение модели гравитационного поля не влияет на координату y (рис. 14), но изменяет координату x (рис. 15). При учете полярного сжатия Земли дальность полета практически остается одинаковой вне зависимости от начальной геоцентрической широты. Существенно влияет на разброс точек падения суточное вращение Земли, координата x колеблется в области 4 м (разброс составляет менее 0.05% от дальности полета).

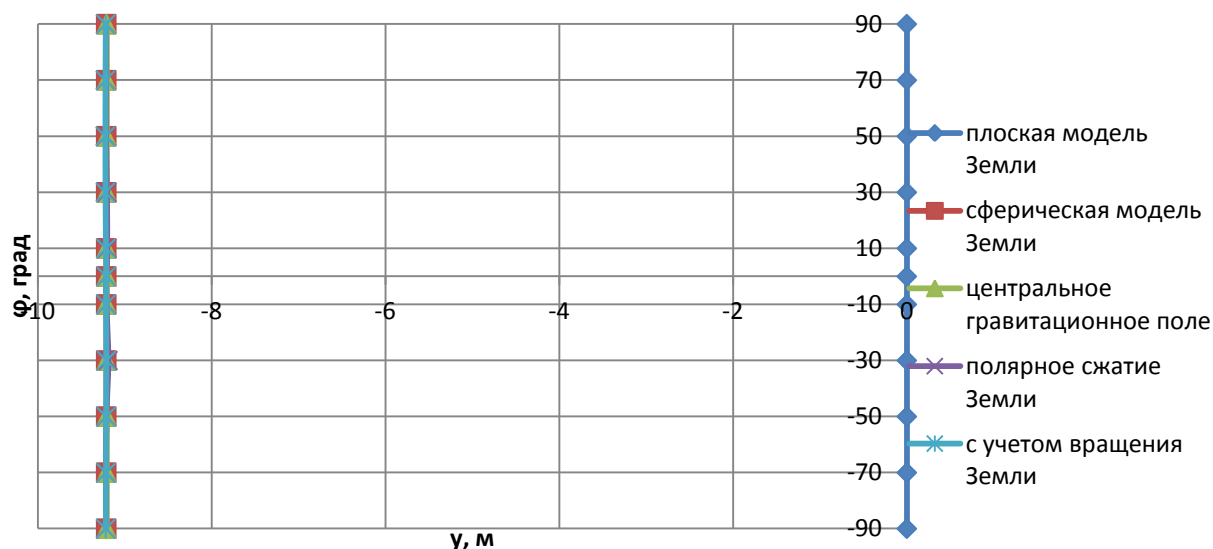


Рис. 14. Зависимость координаты y от начальной геоцентрической широты φ для разных моделей Земли

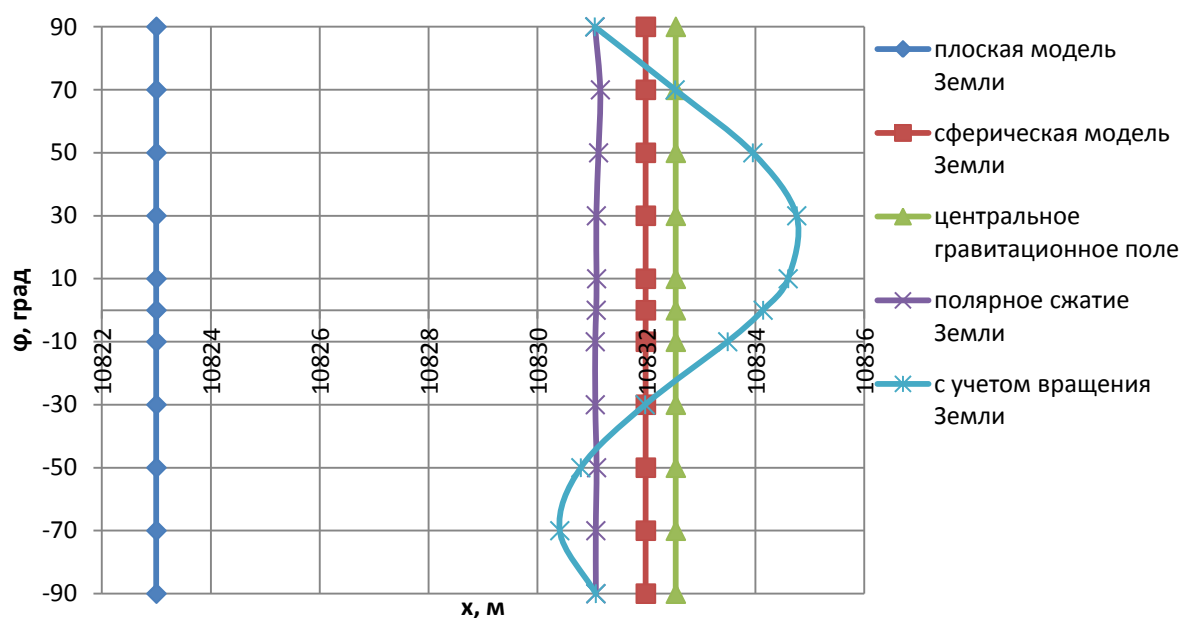


Рис. 15. Зависимость координаты x от начальной геоцентрической широты φ для разных моделей Земли

Заключение

1. Увеличение постоянной составляющей ветра приводит к отклонению точки падения от номинальной по линейной зависимости. Боковой ветер не влияет на движение БР в продольном направлении, а продольный только при небольших значениях ветра не влияет на боковое отклонение.
2. Увеличение высоты ветра при постоянной его скорости приводит к отклонению точки падения от номинального по нелинейной зависимости. Боковой ветер не влияет на движение БР в продольном направлении, а продольный - на боковое отклонение.

3. Увеличение основной составляющей ветра на 10м/с приводит к такому же увеличению эллипса рассеивания, что и увеличение величины высоты ветра на 500 метров.
4. Переход от плоской модели Земли к сферической приводит к увеличению дальности на 0.09% от общего расстояния.
5. Учет полярного сжатия Земли практически не влияет на дальность полета.
6. Учет суточного вращения Земли приводит к разбросу точек падения и составляет менее 0.05% от дальности полета.

Список литературы

1. Лысенко Л.Н. Наведение и навигация баллистических ракет. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. 672 с.
2. Илюхин С.Н. Метод импульса силы для оценки энергетики управления полётом // Молодёжный научно-технический вестник. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2013. №8. Режим доступа: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/606165.html> (дата обращения: 02.06.2015)
3. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Внешняя баллистика: учебник для вузов. М.: Машиностроение, 2005. 607 с.
4. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. М.: Бином. Лаборатория знаний, 2011. 407 с.
5. Лебедев А.А., Карабанов В.А. Динамика систем управления беспилотными летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1965. 528 с.
6. Нгуен Хай Минь. Влияние ветрового воздействия на динамику движения корректируемых боеприпасов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2008. №3. С. 39-51.
7. Швыркина О.С. Исследование движения корректируемого боеприпаса при воздействии переменной ветровой нагрузки // Молодёжный научно-технический вестник. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2015. №4. Режим доступа: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/780683.html> (дата обращения: 02.09.2015)

Research of Short-range Missile Motion in Terms of Different Wind Loads

A.N. Klishin¹, O.S. Shvirkina^{1,*}

[*bonjour15@mai.ru](mailto:bonjour15@mai.ru)

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

Keywords: model of Earth, wind loading, ballistic missile, point of fall

When modeling the aircraft motion it is advisable to choose a particular model of the Earth, depending both on the task and on the required accuracy of calculation. The article describes various models of the Earth, such as the flat Earth with a plane-parallel field of gravity, spherical and non-rotating Earth with a plane-parallel field of gravity, spherical and non-rotating Earth with a central gravitational field, spherical and non-rotating Earth, taking into account the polar flattening of the Earth, spherical Earth based compression and polar daily rotation. The article also considers the influence of these models on the motion of the selected aircraft.

To date, there is technical equipment to provide highly accurate description of the Earth-shape, gravitational field, etc. The improved accuracy of the Earth model description results in more correct description of the trajectory and motion parameters of a ballistic missile. However, for short ranges (10-20 km) this accuracy is not essential, and, furthermore, it increases time of calculation. Therefore, there is a problem of choosing the optimal description of the Earth parameters.

The motion in the model of the Earth, which takes into account a daily rotation of the planet and polar flattening, is discussed in more detail, and the geographical latitude impact on coordinates of the points of fall of a ballistic missile is analyzed on the basis of obtained graphs.

The article individually considers a problem of the wind effect on the aircraft motion and defines dependences of the missile motion on the parameters of different wind loads, such as wind speed and height of its action.

A mathematical model of the missile motion was built and numerically integrated, using the Runge-Kutta 4th order method, for implementation and subsequent analysis.

Based on the analysis of the calculation results in the abovementioned models of the Earth, differences in impact of these models on the parameters of the aircraft motion are revealed. Analysis of different wind loadings allowed us to derive dependences of the coordinates of the points of fall of a ballistic missile on the wind speed and its height of its action. Taking into consideration these differences and deviations will enable improvement of missile accuracy.

References

1. Lysenko L.N. *Navedenie i navigaciya ballisticheskikh raket* [Guidance and navigation ballistic missiles]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2007. 672 p. (in Russian).
2. Iljukhin S.N. Method of pulse power for the assessment of energy flight control. *Molodezhnyi nauchno-tehnicheskii vestnik MGTU im. N.E. Baumana* = *Youth Science and Technology Herald of the Bauman MSTU*, 2013. no. 8. (in Russian). Available at: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/606165.html>, accessed 02.06.2015.
3. Dmitriyevskiy A.A., Lysenko L.N. *Vneshnyaya ballistika* [External ballistics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005, 608 p. (in Russian).
4. Siharulidze Yu.G. *Ballistika i navedenie letatel'nykh apparatov* [Ballistics and guidance of aircraft]. Moscow, Binom. Laboratoriya znaniy, 2011, 407 p. (in Russian).
5. Lebedev A.A., Karabanov V.A. *Dinamika sistem upravleniya bespilotnymi letatel'nymi apparatami* [Dynamics control systems UAV]. Moscow, Mashinostroyeniye, 1965, 528 p. (in Russian).
6. Nguen Haj Min'. The impact of the wind effects on the dynamics of movement corrected munitions. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie* = *Herald of the Bauman MSTU. Ser. Mechanical Engineering*, 2008, no.3. pp. 39-51. (in Russian).
7. Shvyrkina O.S. Motion Study corrected munition under the influence of variable wind load. *Molodezhnyi nauchno-tehnicheskii vestnik MGTU im. N.E. Baumana* = *Youth Science and Technology Herald of the Bauman MSTU*, 2015, no. 4. (in Russian). Available at: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/780683.html>, accessed 02.09.2015.